



資料40-2

科学技術・学術審議会
研究計画・評価分科会
宇宙開発利用部会
(第40回)H30.1.24

H3ロケット 詳細設計結果について

平成30(2018)年1月24日

宇宙航空研究開発機構

理事 布野 泰広

H3プロジェクトチーム 岡田 匡史

本日のご報告

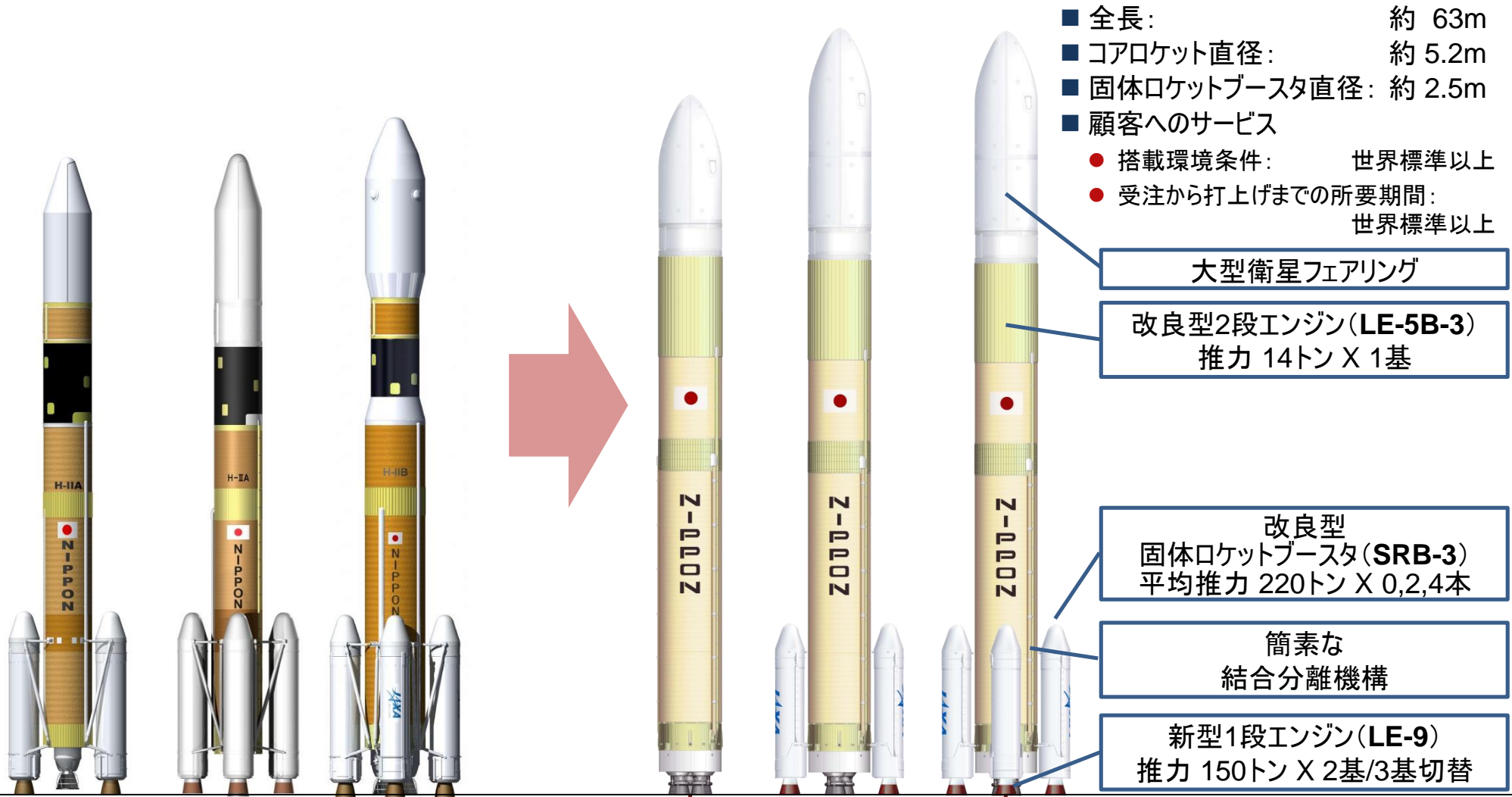
- H3ロケット総合システムの詳細設計結果について、以下のとおりご報告する。
 1. 経緯と進捗
 2. 詳細設計結果
 3. 開発計画
 4. 今後の予定

1. 経緯と進捗

- 2016年4月： JAXAにおいて、H3ロケット総合システム基本設計審査(PDR)を実施し、詳細設計フェーズへの移行は可能である、と判断した。また、その結果について第28回宇宙開発利用部会(2016年6月14日)にて報告し、引き続き開発を進めてゆくこととされた。
 - H3ロケット総合システムとして詳細設計フェーズに移行した。
- 2017年9月5日： 第37回宇宙開発利用部会にて、第1段エンジン (LE-9)実機型#1-1燃焼試験の実施結果について報告した。
- 2017年12月： JAXAにおいて、H3ロケット総合システム詳細設計審査(CDR)を実施し、**製作・試験フェーズへの移行(試験機の順次製造着手を含む)は可能**である、と判断した。

H3ロケットのシステム概要

第28回宇宙開発利用部会(2016年6月14日)
資料28-3-1より抜粋(開発進捗に応じ一部修正)



- 全長: 約 63m
- コアロケット直径: 約 5.2m
- 固体ロケットブースタ直径: 約 2.5m
- 顧客へのサービス
 - 搭載環境条件: 世界標準以上
 - 受注から打上げまでの所要期間: 世界標準以上

大型衛星フェアリング

改良型2段エンジン(LE-5B-3)
推力 14トン×1基

改良型
固体ロケットブースタ(SRB-3)
平均推力 220トン×0,2,4本

簡素な
結合分離機構

新型1段エンジン(LE-9)
推力 150トン×2基/3基切替

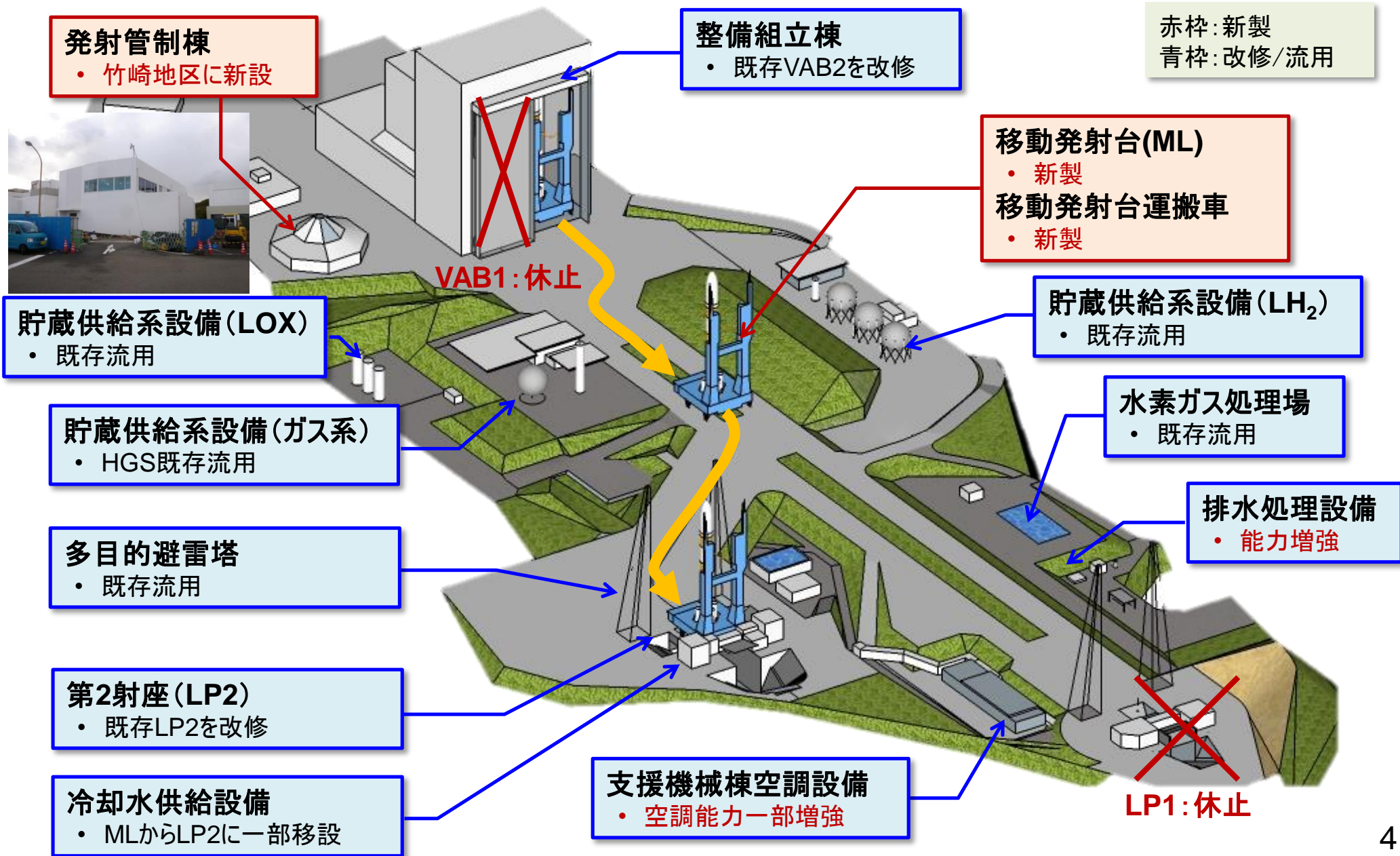
202 H-IIA
204 H-IIB
H-IIA H-IIB

太陽同期軌道^{【注1】} 4トン以上を
目指す
約50億円^{【注2】}を目指す
(H2Aの約半額)

静止トランスファ軌道
6.5ton以上を目指す
(衛星需要の大半を
シングルランチでカバー)

【注1】 500km円軌道
【注2】 定常運用段階かつ一定の
条件下での機体価格

射点系施設設備



2. 詳細設計結果

- 基本設計で得られた、ロケット機体のシステムならびに構造系・電気系・エンジン・固体ブースタなどの各サブシステムおよび地上施設設備の基本構成に基づき、コンポーネントレベルに至る設計を順次進めた。
- **変化しつつある国際打上げ市場動向に留意し、現ミッション要求の妥当性を確認するとともに、将来必要となる多様な軌道への対応や複数衛星の搭載に向けた発展性についても引き続き検討した。**
- **結果概要**
 - (1) **20年間の運用を見据え、年間打上げ6機の打上げに対応可能な製造・射場設備と運用構想を設計に反映した。**
 - (2) **最新の設計結果等を反映し、以下のとおり、詳細設計レベルにてミッション要求に対応可能である結果を得た。**
 - **太陽同期軌道(高度500km)への打上げ能力: 4トン以上(H3-30S)**
 - **MHI殿により算定された標準的な打上げ価格^{【注1】}: 約50億円(H3-30S)**

【注1】製造が安定した定常運用段階かつ一定の条件下での機体価格
 - **衛星の需要予測では、静止軌道衛星の質量は2.5～6.5tで幅広く分布しており、H3ロケットの打上げ能力レンジで対応可能(7ページ参照)**

今後の開発における留意点

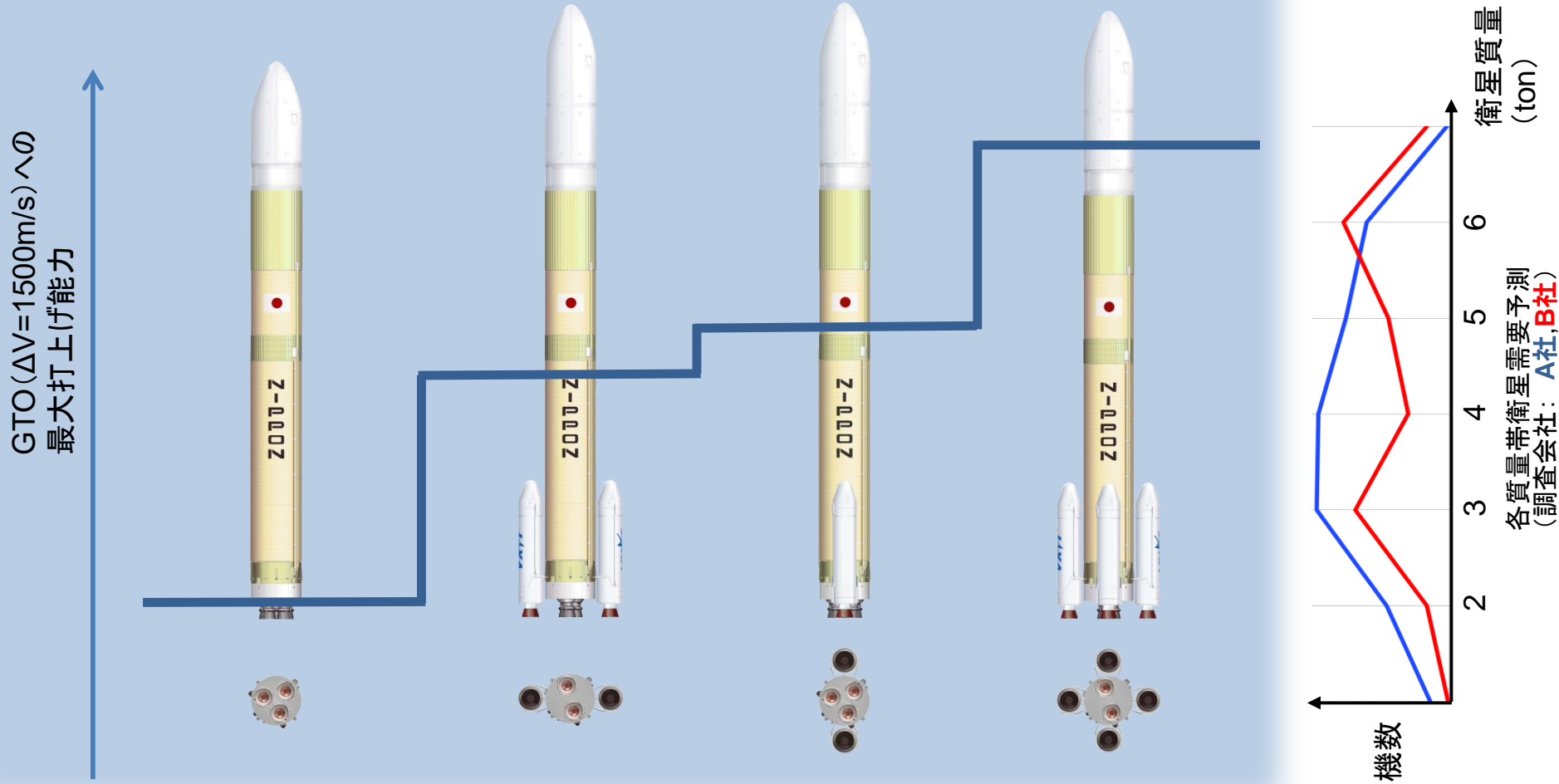
■ プロジェクト目標および全体計画

- 国際打上げ市場動向の継続的な調査・分析と対応
 - 全電化衛星の動向に伴う衛星質量分布の変化
 - 将来必要となる多様な軌道への対応や複数衛星の搭載に向けた発展性としての考慮 等
- 試験機1号機および2号機の機体形態の確定
 - 機体形態に応じた飛行実証内容と各ミッションへの対応の両面の整合等
- 受注から打ち上げまでの大幅な期間短縮に向けた安全審査プロセスの具体化
- 本格的な市場参入のための事業環境整備

■ 主要課題等

- 多岐にわたるサブシステム・コンポーネント等の開発進捗管理、フィードバックとリスク管理
 - エンジン燃焼試験、電気系試験等での確実な設計検証および要すれば迅速な設計変更
 - 得られた性能データに基づくシステムへの適時・適切な反映
 - これらに伴うリスク管理の徹底
- 開発スケジュール余裕のさらなる確保
- 推進薬充填前のロケット機体の射座起立時に、一定条件下で生じる機体揺動への対応

静止トランスファ軌道 (GTO) への打上げ能力



※ 2015年のデータ。2017年のB社データは、3トンと6トンのピークが鈍化する傾向。

【注】 機体識別名称 H3-abc a: LE-9の基数(2,3) b: SRB-3の本数(0,2,4) c: フェアリングサイズ(S,L)

ロケット機体システム

第2段エンジン LE-5B-3



LE-5B-3認定型エンジン燃焼試験
(左: MHI田代試験場、右: 角田宇宙センター)

機体電気系

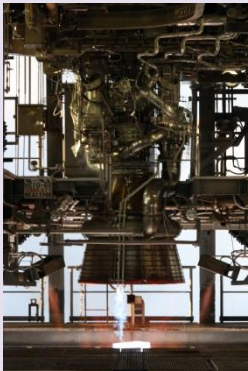
耐放射線試験

固体ロケットブースタ SRB-3



モータケース実機大強度試験
(IA富岡工場)

第1段エンジン LE-9



LE-9実機型エンジン燃焼試験
(種子島宇宙センター)

機体構造系



実機大工作・強度試験
(MHI大江工場)

試験結果を
設計へ反映

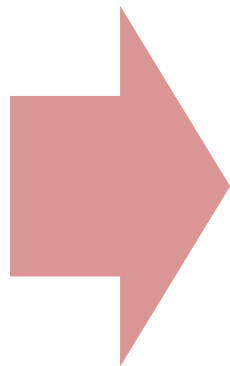


【質量・推進系性能等】
設計進捗を反映し、システム全体として最新化

【電気系構成】
耐放射線性能を考慮し、車載用電子部品と宇宙用部品を使い分け

新移動発射台 (ML)

ML3 (H-IIB)



【上部デッキ】

- 平坦化
(打上げ後補修作業削減)

【発射固定台】

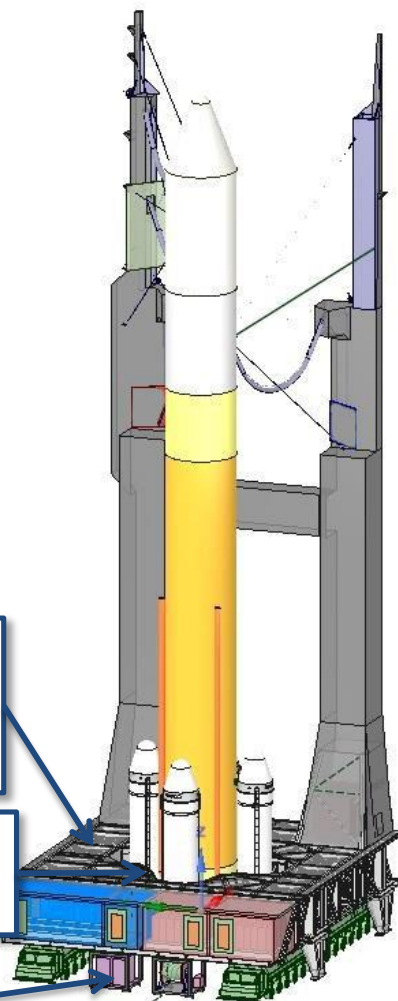
- 機体ホールドダウン機能

【運搬車】

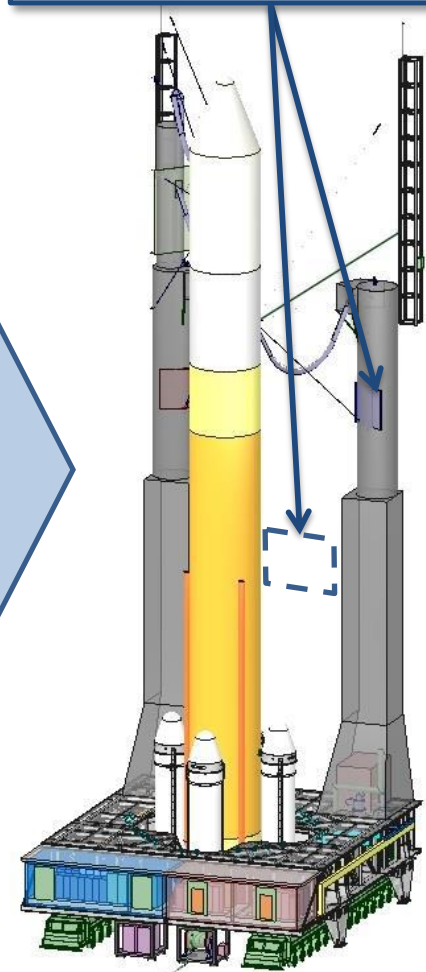
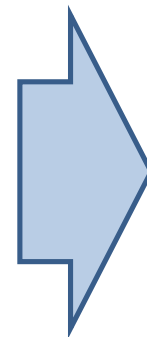
- 新規整備

新ML (H3)

上段・中段マストの円柱化
オーバーブリッジ削除



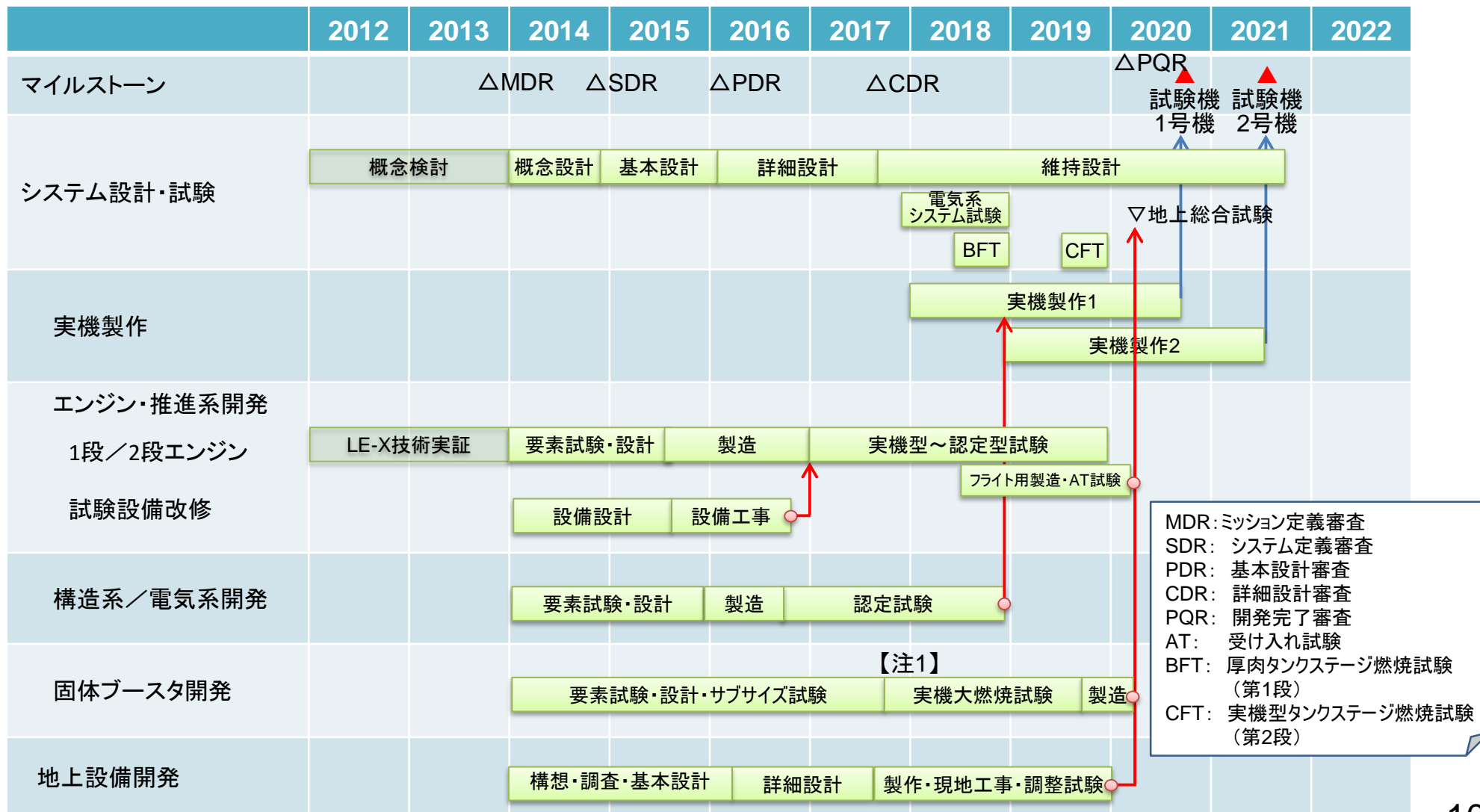
基本設計



詳細設計

3. 開発計画

- 2020年度に試験機1号機を打上げ予定。試験機2号機の打上げを評価し、開発を完了。
- 総開発費； 約1900億円



【注1】既存の固体ロケット推進薬のバインダの生産終了に伴い、効率的に代替品を開発するため、開発計画を見直し

4. 今後の予定

■ 2017年度：製作・設計フェーズに移行し、以下を引き続き実施予定

- (1) 技術試験用供試体の製造に向けたサブシステム、コンポーネント等を含む設計・図面作成
- (2) 地上設備の設計および製造
- (3) 技術試験用供試体の製造および技術試験の実施
 - ① LE-5B-3 認定型エンジン燃焼試験準備
 - ② LE-9 実機型エンジン燃焼試験
 - ③ 1段厚肉タンクステージ燃焼試験準備
 - ④ SRB-3 実機大燃焼試験準備
 - ⑤ 電気系システム試験 等

■ 2018年度：引き続き、製作・試験フェーズにて、以下を実施予定

- (1) 技術試験用供試体の製造に向けたサブシステム、コンポーネント等を含む設計・図面作成（継続）
- (2) 地上設備の設計及び製造
- (3) 技術試験用供試体の製造ならびに技術試験の実施
 - ① LE-5B-3 認定型エンジン燃焼試験
 - ② LE-9 実機型エンジン燃焼試験
 - ③ 1段厚肉タンクステージ燃焼試験
 - ④ SRB-3 実機大燃焼試験
 - ⑤ 電気系システム試験
 - ⑥ 2段実機型タンクステージ燃焼試験準備 等